DOI：10.14005/j.cnki.issn1672-7673.20230516.001

一种新颖的太阳极轨和抵近探测轨道部署方案

李建平，季海生*，赵海斌
（中国科学院紫金山天文台，江苏 南京 210023）

摘要：经过几十年的发展，太阳的空间探测取得了巨大的成就。然而，极区磁场的演化和太阳子午流的反演一直受到投影效应的影响，同时太阳爆发中的电流片急需原位探测。因此，脱离黄道面的极轨探测和抵近太阳的“触摸”探测成为当前国际太阳物理领域急需发展的空间项目。鉴于极轨和抵近轨道的实施困难，低成本和高效的轨道部署方案是任务顺利执行的关键。提出一种新颖的利用特殊小行星入轨的方案。根据小行星数据库的资料，分别统计和分析了目前已发现的高倾角以及近日点靠近太阳的小行星的轨道参数，并提出了搭载小行星的方案。该方案能够大大减少卫星入轨时间并节约成本，同时还可以与小行星探测相结合。如果项目得以实施，将是人类在利用小行星方面迈出的一大步。

关键词：太阳极轨探测；太阳抵近探测；小行星；轨道
中图分类号：P171　**文献标识码**：A　**文章编号**：1672-7673(2023)05-0438-07

太阳的空间观测始于 20 世纪 50 年代，到目前为止，比较著名的太阳探测卫星有 OSO，Hinotori，Yohkoh，SOHO，TRACE，Ulysses[1]，RHESSI，HINODE，STEREO，SDO 和 IRIS 等。这些卫星上搭载各种设备，通过多波段对太阳进行成像和原位探测，极大地促进了人们对太阳爆发活动过程和物理机制的理解。然而，上述卫星基本上运行在围绕地球转动的轨道上，在太阳的黄道面附近以地球单视线方向观测太阳。唯一一颗脱离地球进入太阳极轨轨道运行的卫星 Ulysses，上面没有搭载成像设备，限制了对太阳极区的观测。太阳极区是太阳活动和磁场变化的关键区域，通过对极区的观测和研究，可以更好地了解太阳活动的周期性变化、太阳风的性质、太阳磁场的演化等等。此外，太阳大气中的活动具有非常复杂的三维结构，单视线方向的磁场观测带有与生俱来的缺陷，理论和数值模拟研究已经发展到更为真实的三维。这些都极其需要多视角立体观测来探测其中的三维结构，以便准确把握其中真实的物理过程。文[2]首次提出了利用 3 颗卫星从不同方向对太阳进行立体观测，是目前精确测量太阳矢量磁场比较可行的方法。通过进一步模拟发现，30°的夹角是立体磁场观测的最佳角度[3]。因此，为实现立体观测，3 颗卫星中至少 1 颗应部署在倾角大于 30°的太阳极轨轨道上。另一方面，太阳活动的能量来源于磁场自由能的突然释放，磁重联在这一过程中起核心作用。目前对磁重联机制的理解依然比较浅薄，原因之一是缺乏对磁重联过程中产生的电流片结构的原位探测。这需要卫星抵近太阳几倍半径处，穿越电流片结构，直接原位探测电流片中的等离子体的特性。太阳的抵近探测还能提供前所未有的超高分辨率太阳活动图像，将帮助人们解决长期令人迷惑的“日冕加热”问题。因此，太阳的深空探测，包括对太阳极区的极轨探测和对电流片结构以及太阳活动精细结构的抵近探测，成为当前急需发展的空间项目。所幸的是，目前我国的深空探测技术已经克服了日地距离带来的障碍。中国太阳物理学家也提出了自己的“极轨探测”[4]和“抵近探测”计划[5]，并且已经在进行关键技术的研究[6]。

基金项目：国家自然科学基金（12250014）资助.
收稿日期：2023-04-18；修订日期：2023-04-26
作者简介：李建平，男，副研究员，主要研究太阳物理. Email：jpli@pmo.ac.cn.
* 通信作者：季海生，男，研究员，主要研究太阳物理. Email：jihs@pmo.ac.cn.

将卫星直接发射到深空极其困难，需要的能量远远超过目前任何火箭所具备的能力。国际上已发射的有限几个偏离黄道面的太阳探测卫星无不借助行星的引力。例如首个太阳极轨轨道卫星 Ulysses，于 1990 年 10 月发射，经过 14 个月抵达木星。在木星强大的引力作用下，Ulysses 卫星轨道发生偏转并抬升到 80.2°，最终进入周期为 6.2 年的太阳极轨轨道上运行。SolO(Solar Orbiter)[7]是 2020 年 2 月发射的抵近探测太阳极区的卫星，借助地球和金星的引力，SolO 需要大约 3.5 年才能使轨道倾角最终抬升到 24°，它的近日点为 0.28 AU，远日点为 0.91 AU。2018 年发射的 PSP(Parker Solar Probe)[8]是首颗抵近太阳的探测卫星，它借助金星和地球的引力入轨，最近将抵达距太阳表面 9.86 倍太阳半径处。2006 年发射的 STEREO 的两颗卫星则是在月球的引力辅助下进入绕日轨道运行。除了借助行星的引力，欧洲空间局(European Space Agency，ESA)还曾提出利用太阳帆实现太阳极轨探测的概念[9]。太阳帆通常由一个大型薄膜组成，在航天器发射后展开，利用太阳光对其施加的压力推动自身运动。太阳帆虽然推力较小，但是它能够持续提供推力。这一概念早在 100 多年前就已经提出，首要的困难是太阳帆的制作。太阳帆需要采用轻薄、耐高温、高透明度和高强度的材料，并且制作面积需要足够大。其次，需采用非常精确的控制系统，以确保太阳帆能够准确地朝着目标方向推进。这些要求在技术上带来了极大的挑战。日本航天局曾在 2010 年成功实施第 1 次太阳帆飞行任务 IKAROS(Interplanetary Kite-craft Accelerated by Radiation of the Sun)[10]，使航天器从地球飞到金星。作为技术验证，证明了太阳帆推动卫星确实可行。但是由于太阳光压产生的推力很小，依靠太阳帆的动力提高卫星轨道需要的周期非常长(可达 5 年)。综上所述，目前太阳极轨和抵近轨道成熟可行的技术方案是借助行星或月球的引力，太阳帆提供了另一种可能。但是这两种方案入轨消耗的时间都很长，入轨后卫星真正工作的时间在整个任务中可能仅约占一半。

小行星是太阳系内围绕太阳运行的一类行星形态的小天体，一般以岩石、金属或者冰体的形态存在，上面没有大气。小行星呈现不规则的形状，它们的尺寸范围从数米到数百千米不等，其中最大的小行星直径超过 900 km。根据美国罗威尔天文台提供的小行星数据(网址：http://asteroid.lowell.edu/main/astorb/)，目前观测到的小行星数量已超过百万。大部分小行星位于火星和木星之间的小行星带，距离太阳 2~4 AU。小行星通常是太阳系内最古老的物体之一，保留了很多关于太阳系形成和演化的重要信息。小行星上含有的稀有矿物质未来可能成为人类太空开采的目标，用来替代地球上稀少的或者已经耗尽的物质。此外，一些近地小行星具有闯入地球大气层的潜在危险，威胁地球上所有的生命。为此，美国航空航天局(National Aeronautics and Space Administration，NASA)和欧洲空间局分别或者联合制定了小行星防御计划，把具有威胁的小行星拖离地球。2022 年 9 月美国航空航天局实施了名为“双小行星重定向测试”(Double Asteroid Redirection Test，DART)[11]的任务，成功利用卫星正面撞击小行星，使小行星的轨道发生了轻微的改变。因此，研究小行星的形成、结构和轨道特征，对于了解人类所在的太阳系的形成历史以及地球上水和生命的起源问题、小行星资源的利用以及为人类提供防卫措施都具有极其重要的意义。

本文提出一种新颖的太阳极轨和抵近轨道的部署方案，即搭乘某些特殊的小行星直接将卫星带入轨道。该方案能够大大节省轨道部署的时间和经济成本，同时也是首次实现对小行星资源的利用。

1　小行星统计

为了实现科学目标，太阳极轨卫星需要部署在倾角至少 30°以上且偏心率较小的轨道。同时考虑到搭乘方便，小行星的轨道与黄道面的交点需要在地球轨道附近。为此，我们选取目前已观测到的所有轨道倾角大于 30°的小行星作为样本，统计它们的轨道倾角、半长轴以及偏心率的分布，样本总数为 9 994 颗。图 1 显示了小行星的轨道倾角和半长轴的分布。由图 1(a)可见，越靠近黄道面(倾角越小)，小行星的数量越多；反之，随着偏离黄道面，小行星的数量越来越少，不过倾角大于 60°的小行星仍有 163 颗。而小行星轨道的半长轴分布有所不同，主要分布在 2.7 AU 附近(见图 1(b))。除去这个

区域，在 1~3.5 AU 范围内，小行星轨道的半长轴基本呈现较为均匀的分布。1 AU 以内的距离也分布一定数量的小行星。图 2 显示了小行星轨道偏心率的分布。由图 2 可见，大部分小行星的轨道偏心率集中在 0.4 以下，甚至有些在 0~0.1 之间，这说明有不少小行星的轨道非常接近圆形。以上的统计表明，在地球轨道附近存在倾角比较多的偏心率较低的小行星，能够满足太阳极轨卫星的搭乘需求。

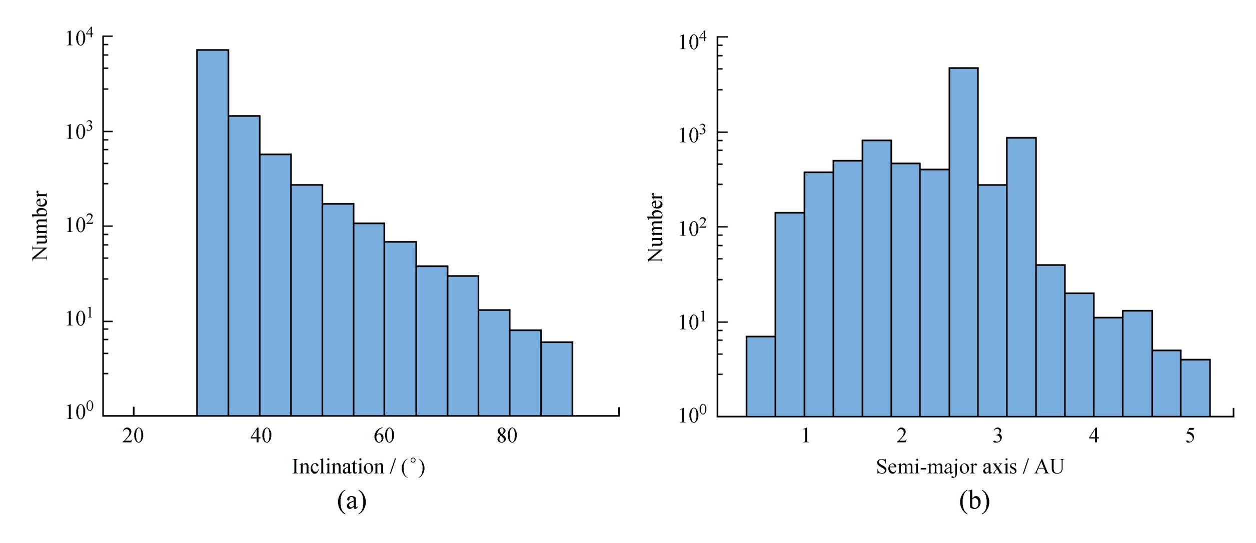


图 1 小行星轨道倾角和半长轴的分布

Fig. 1 Inclination and semi-major axis distribution of asteroid orbits

为满足太阳抵近探测的轨道需求，我们统计了小行星轨道近日点距离的分布(见图 3)。如图 3，小行星的数量随着近日点距离增加而不断增加。近日点距离在 0.55 AU 以内的小行星数量总计 1 883 颗，在 0.1 AU 距离以内仍存在少量小行星。近日点距离最小的小行星是 2005 HC4，距离太阳仅约 15 倍太阳半径。

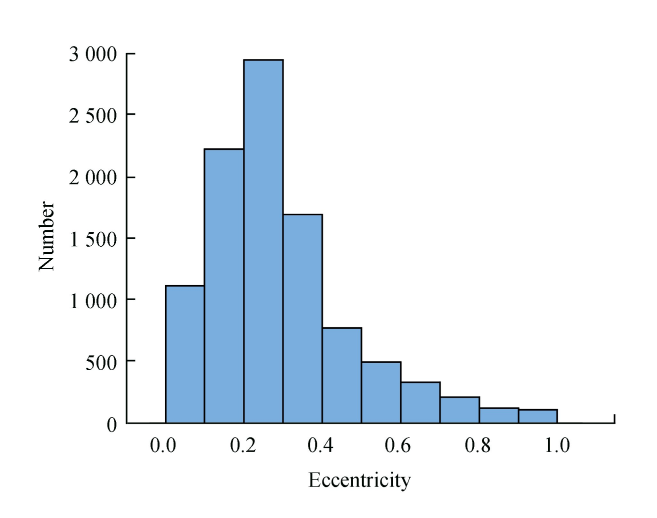


图 2 小行星轨道偏心率的分布

Fig. 2 Eccentricity distribution of asteroid orbits

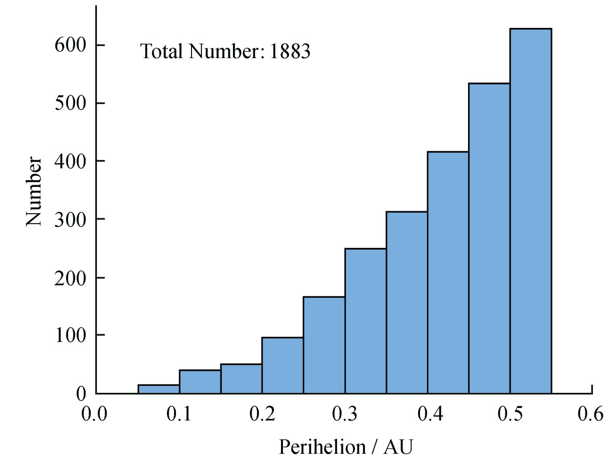


图 3 小行星轨道近日点距离的分布

Fig. 3 Perihelion distance distribution of asteroids orbits

有些小行星的轨道既具有较高的倾角，也具有较小的近日点距离，可以同时满足太阳极轨探测和抵近探测的轨道需求。图 4 显示了轨道倾角大于 30° 和近日点距离小于 0.5 AU 的小行星散布图。这类小行星总计 263 颗。由图 4 可见，在较高倾角和较小近日点距离范围内也存在小行星。

由于小行星的尺寸微小，对其直径的准确测量较为困难，需要投入大量的观测时间和资源。在小行星数据库中，大部分小行星没有直径的测量数据。在倾角高于 30° 的小行星样本中，仅有 15 颗小

行星具有直径的测量数据，它们的直径大约在几十千米左右。随着观测设备能力的提升，未来有望不断发现直径更小的小行星。

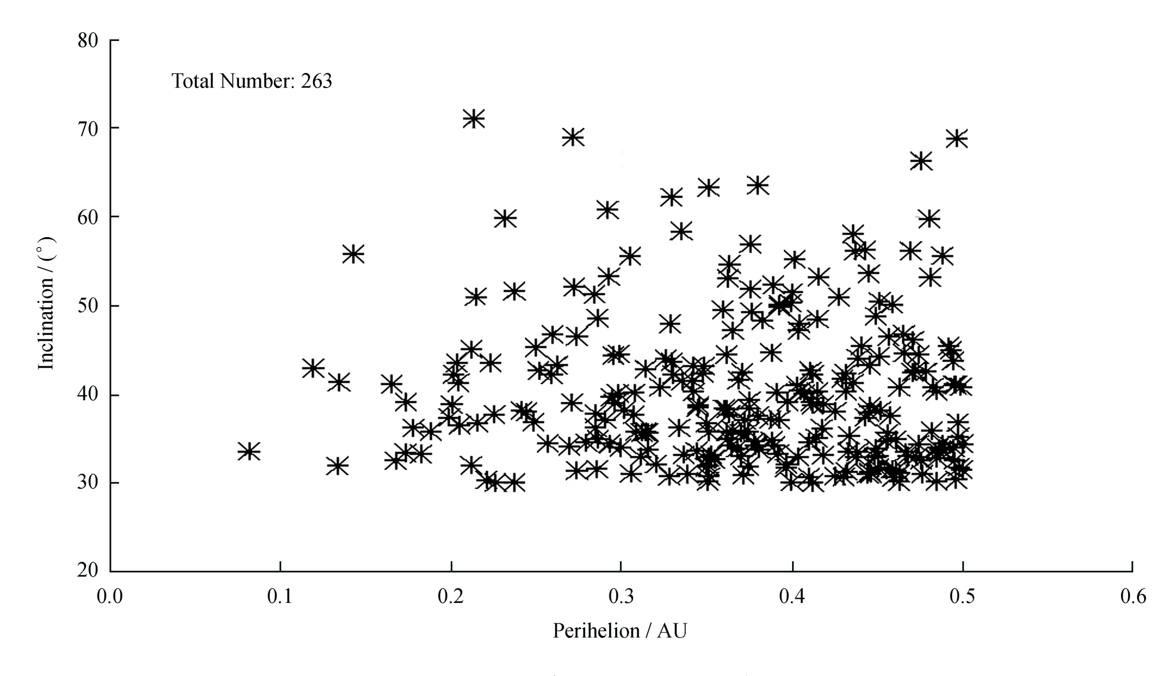


图 4　小行星倾角和近日点距离的散点图

Fig. 4　Scatter plot of asteroids inclination and perihelion distance

根据以上对小行星轨道参数的统计，我们可以发现存在各种各样的小行星轨道，就像一个立体交通系统一样运行在太阳系内。如果能够通过某种方式让卫星搭乘小行星，那么找到一个合适的、满足轨道要求的目标小行星是不存在问题的。特别是对于极轨探测，存在偏心率较小、倾角较高的轨道，卫星进入这种接近圆形的轨道对太阳进行极轨探测极其有利。为此，我们提出了卫星搭乘小行星入轨的方案。

2　太阳深空探测轨道的部署方案

具体实施方案是在卫星的前端安装一个套星圆框，框内布置具有高弹性和高韧性的特殊材料制作的大网，类似于太阳帆。这张网用来网住小行星，其直径需要超过小行星的直径。首先，根据任务需求，选择满足轨道参数的大小适当的目标小行星，直径在 50~100 m 之间最佳。选定小行星后，对其进行精密定轨观测，高精度确定小行星的轨道参数。目前，使用 1 m 光学望远镜，配合相互逼近技术，对小行星位置的测量精度可以达到 6 毫角秒[12]。然后，当小行星靠近地球时，通过常规方式将卫星发射到地球轨道附近的绕日轨道上。该轨道在黄道面上，与小行星的轨道相交。卫星通过自主导航与小行星不断接近，在两者轨道交叉处相遇。小行星穿过套星圆框，拉拽弹力网将卫星拖入其轨道。最后，卫星脱离小行星，自主调整姿势，实现预定的探测任务。整个入轨过程仅相当于把卫星发射到地球轨道附近所需的时间(几个月)，与小行星交汇后，可在瞬间被拖入其轨道。因此，相比其他方案，该方案可以缩短 2~5 年的时间。

图 5 给出了几个候选小行星的运行轨道。其中粉红色、淡紫色和深蓝色的轨道分别表示水星、金星和地球的轨道。其他 3 条灰色的轨道则是小行星 2003 QQ47，2005 HC4 和 Moshup 的轨道，分别代表可以满足太阳极轨、抵近探测以及同时满足两者轨道要求的目标小行星。以小行星 2003 QQ47 为例，它的轨道倾角为 62.19°，半长轴为 1.09 AU，偏心率为 0.19，轨道运行速度约 24.5 km/s。将卫星发射到与地球近似的轨道上。在小行星与卫星交汇时，小行星通过拉拽弹力网将卫星带入其轨道。

假设卫星的运行速度与小行星相同，它们之间的夹角近似为小行星的轨道倾角，即大约 60°。那么卫星的动量改变为 $|\boldsymbol{I}| = |m\boldsymbol{v}_a - m\boldsymbol{v}_s| = mv$，其中 $\boldsymbol{v}_a$ 和 $\boldsymbol{v}_s$ 分别为小行星和卫星的速度矢量，v 是速度的大小，m 是卫星的质量。根据冲量定理，$|\boldsymbol{I}| = |\boldsymbol{F}|t$，以我国首颗综合性太阳探测卫星“夸父一号”的质量约 859 kg 作为卫星的质量，如果小行星网作用时间为 1 s，以此推算，卫星受到的平均拉力约为 2×10^7 N，换算成地球上的质量大约是 2×10^3 kg。

卫星受到的瞬时作用力非常巨大，这给弹力网的材料特性带来巨大的挑战。我们可以考虑通过增加作用时间，比如增加弹力网的弹性等措施来减小弹力网的拉力。当然，以上仅是简单的估算。考虑到更精细的过程，在小行星运行方向上，弹性张力从 0 逐渐增加到极大值，然后再逐渐减小至 0。在这个过程中，卫星一直加速。因此需要设计某种机制，在适当的时候脱离弹力网。

类似于小行星 2003 QQ47 这样的轨道倾角在 60°以上，半长轴在 1.1 AU 以内的高倾角轨道的小行星目前总共有 7 颗。表 1 列出了这 7 颗小行星的轨道参数。如果轨道倾角扩大到大于 30°，则符合要求的小行星可达 200 多颗。对于抵近探测来说，交汇时小行星与卫星的运行方向大致相同，实现的难度相比极轨探测要低得多。考虑到弹力网尺寸的限制，小行星的直径最好小于 100 m。文[13]统计发现，直径 50~140 m、20~50 m、10~20 m 以及 10 m 以下的近地小行星新增发现数逐年增长，已发现直径 10 m 以上的近地小行星总数仅占理论预测值的不到 0.1%[14]。可见，满足条件的目标小行星将越来越多。

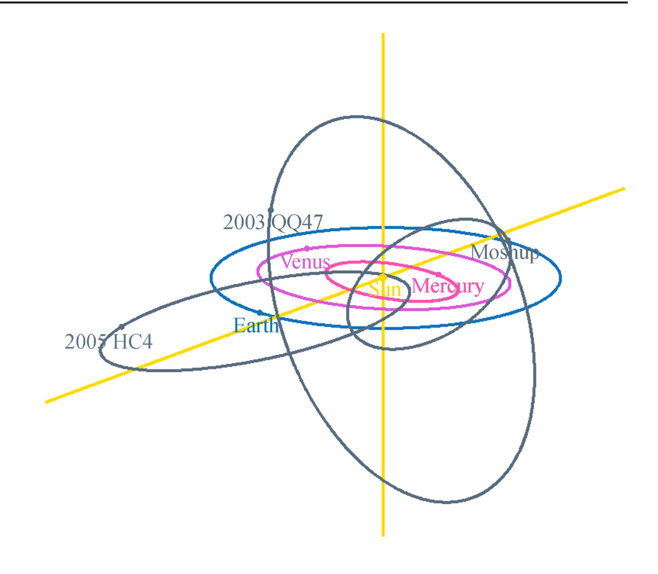


图 5 小行星 2003 QQ47, 2005 HC4 和 Moshup 的运行轨道

Fig. 5 Orbits of asteroid 2003 QQ47, 2005 HC4 and Moshup

表 1 倾角大于 60°的候选小行星

Table 1 Asteroid candidates with inclination angle more than 60°

Name	Semi-major axis/AU	Inclination /(°)	Eccentricity
Izhdubar	1.00	63.46	0.27
2003 QQ47	1.09	62.10	0.19
2003 UL9	1.01	62.94	0.23
2015 XG261	0.99	65.44	0.20
2016 JP5	0.85	65.21	0.31
2017 MH	1.05	65.02	0.13
2017 TF4	1.09	60.52	0.24

根据调研，这种实现极轨和抵近轨道的概念由我们首次提出。该方案将太阳的深空探测与小行星的探测相结合。与 SolO 24°的轨道倾角和 0.53 的偏心率相比，该方案可以提供半径约为 1 AU 的更高倾角的近圆形轨道，这对太阳极轨探测更具优势。有些轨道可以同时进行太阳的极轨探测和抵近探测。该方案入轨时间短，比借助行星引力或者太阳帆的方案可缩短 5 年以上。此外，该方案还具有灵活性，即便卫星和小行星相遇失败，卫星也可以在其原有轨道继续执行任务，等待下次相遇的机会。一旦掌握了该方案的实施技术和数据，小行星可以重复搭乘。该方案的执行，还能为拖离近地危险小行星积累经验。直径在 100~200 m 的小行星质量大约是 1 亿吨左右，比卫星的质量大 8 个量级，因此卫星对小行星轨道的改变微乎其微，不会对地球引入新的威胁。

该方案主要的难点如下：(1)弹力网的材料和制作。弹力网需要足够的韧性和轻量化。最近国内刚刚突破的国产化高性能纤维可以用来制作直径 12 mm 的细绳，能够拉动 20 多吨的重物，有望满足这一需求。(2)小行星和卫星轨道的精准测控。精度要高于 1 m，否则可能导致卫星和小行星相撞，从而使卫星报废。(3)卫星及载荷必须具备坚固的结构和极强的抗冲击能力，以承受瞬间巨大的冲击力。同时，需要设计一个将弹力网装入体积有限的容器内并弹出的装置，以及最终脱离小行星的装

置。(4)卫星姿态的自主调整。在卫星受到剧烈冲击后，调整姿态，以进入工作模式。

该方案的核心是搭乘小行星入轨，不排除有比利用弹力网更好的搭乘方法。遵循由简至难的原则，建议整个任务可以分为 3 步：(1)发射一颗实验小卫星，对方案进行验证；(2)发射抵近探测卫星；(3)发射极轨探测卫星。

3 总　结

太阳的深空探测是多年来人们一直追求的目标。由于技术上的困难以及经济上的巨大投入，仅有少数项目得以实施。因此，低成本和高效的轨道设计显得极为关键。本文对目前已发现的小行星的轨道进行了统计和分析，发现各种各样的小行星在太阳系内组成了一个立体交通系统。据此，本文开创性地提出一种搭乘特殊小行星实现太阳深空探测的入轨方案。该方案能够大大减少任务执行的时间，节省卫星携带的燃料，从而降低经济成本。方案的实施不仅可以使我国的太阳物理研究跨入国际先进行列，而且能够促进小行星的探测、卫星的测控和材料科学的发展，同时也将首次实现对小行星资源的开发利用。

参考文献：

[1] WENZEL K P, MARSDEN R G, PAGE D E, et al. The Ulysses mission [J]. Astronomy and Astrophysics Supplement, 1992, 92(2): 207-219.

[2] 季海生, 汪毓明, 汪景琇. 太阳的立体观测 [J]. 中国科学: 物理学 力学 天文学, 2019, 49(5): 059605.
JI H S, WANG Y M, WANG J X. Stereoscopic observations of the Sun [J]. Scientia Sinica: Physica, Mechanica & Astronomica, 2019, 49(5): 059605.

[3] 周茹芸, 汪毓明, 宿英娜, 等. 利用双视角消除太阳矢量磁场观测中的 180°不确定性 [J]. 天文学报, 2021, 62(4): 104-115.
ZHOU R Y, WANG Y M, SU Y N, et al. Using observations of solar vector magnetic field from dual view points to remove the 180° ambiguity [J]. Acta Astronomica Sinica, 2021, 62(4): 104-115.

[4] 邓元勇, 周桂萍, 代树武, 等. 太阳极轨天文台 [J]. 科学通报, 2023, 68(4): 298-308.
DENG Y Y, ZHOU G P, DAI S W, et al. Solar polar-orbit observatory [J]. Chinese Science Bulletin, 2023, 68(4): 298-308.

[5] LIN J, HUANG S J, LI Y, et al. In situ detection of the solar eruption: lay a finger on the Sun [J]. Chinese Astronomy and Astrophysics, 2021, 45: 301-351.

[6] 黄善杰, 种晓宇, 林隽, 等. 太阳爆发抵近探测器的热防护设计方案研究 [J]. 天文研究与技术, 2021, 18(1): 87-100.
HUANG S J, ZHONG X Y, LIN J, et al. Study on design scheme of thermal protection of probe for in situ measurements of solar eruption [J]. Astronomical Research & Technology, 2021, 18(1): 87-100.

[7] MÜLLER D, CYR O C, ZOUGANELIS I, et al. The Solar Orbiter mission science overview [J]. Astronomy and Astrophysics, 2020, 642: A1.

[8] FOX N J, VELLI M C, BALE S D, et al. The solar probe plus mission: humanity's first visit to our star [J]. Space Science Reviews, 2016, 204(1): 7-48.

[9] APPOURCHAUX T, LIEWER P, WATT M, et al. POLAR investigation of the Sun—POLARIS [J]. Experimental Astronomy, 2009, 23: 1079-1117.

[10] TSUDA Y, MORI O, FUNASE R, et al. Flight status of IKAROS deep space solar sail demonstrator [J]. Acta Astronautica, 2011, 69(9/10): 833-840.

[11] RIVKIN A S, CHABOT N L, STICKLE A M, et al. The double asteroid redirection test (DART): planetary defense investigations and requirements [J]. The Planetary Science Journal, 2021, 2: 173.

[12] 覃永贵, 彭青玉. 相互逼近技术用于小行星702 (Alauda) 的高精度位置测量试验 [J]. 天文研究与技术, 2022, 19(2): 118-124.
QIAN Y G, PENG Q Y. The experiment for the application of mutual approximation technique to high-precision positional measurement of asteroid 702 (Alauda) [J]. Astronomical Research & Technology, 2022, 19(2): 118-124.

[13] 胡寿村, 赵海斌, 季江徽. 近地小行星发现数目与发现场景的统计分析 [J]. 天文学报, 2022, 63(5): 3-25.
HU S C, ZHAO H B, JI J H. Statistical analysis of discoveries and discovery scenarios of near-earth asteroids [J]. Acta Astronomica Sinica, 2022, 63(5): 3-25.

[14] HARRIS A W, CHODAS P W. The population of near-earth asteroids revisited and updated [J]. Icarus, 2021, 365: 114452.

A Novel Scheme of Orbit Deployment for Polar and in Situ Detection of the Sun

Li Jianping, Ji Haisheng*, Zhao Haibin

(Purple Mountain Observatory, Chinese Academy of Sciences, Nanjing 210023, China, Email: jihs@pmo.ac.cn)

Abstract: After decades of development, significant progress has been made in the field of space exploration of the Sun. However, studies on the evolution of polar magnetic fields and the inversion of the solar meridional flows have been persistently affected by projection effects. Additionally, the in-situ detection of current sheets in solar eruptions remains an urgent and demanding task. Consequently, polar detection from out of the ecliptic plane and closer detection to "touch" the Sun have become urgent space projects in the international solar communities. However, implementing polar and closer detection orbits presents several challenges, making low-cost and efficient orbital deployment schemes essential to the successful execution of the mission. In this article, we propose a novel scheme involving the use of some special asteroids for orbital insertion. We analyze the orbital parameters of high-inclination and near-sun asteroids in the asteroid database and develope an approach for satellites to take on them. Following this approach, the time for satellites to get into orbit can be significantly reduced and costs can be greatly saved, while it can be combined with the asteroid exploration. If implemented, this project would also represent a significant step forward for humans in utilizing the resources of asteroids.

Key words: polar detection of the Sun; in situ detection of the Sun; asteroids; orbit